

Motores de reacción

Por CARLOS SANCHEZ TARIFA, Teniente Cadete Ingeniero Aeronáutico en prácticas

Funcionamiento del grupo compresor-turbina.

En el último artículo publicado acerca de Motores de Reacción comenzamos a estudiar el funcionamiento de la turbina, y se hizo notar las condiciones tan duras de trabajo que tenía, lo que es causa que las temperaturas y fatigas máximas, capaces de soportar los álabes, sean las características que nos limitan todas las demás del motor. Nunca se puede pasar del régimen que dé la máxima velocidad periférica admisible, y siempre se ha de tener una dilución de la mezcla conveniente, a fin de que la temperatura de los gases no suba de la que pueden tolerar los álabes.

Primeramente estableceremos algunas de las condiciones que debe cumplir la turbina, y después se harán algunas consideraciones sobre su dimensionado.

Turbina.

Es el órgano destinado a suministrar la potencia necesaria para la compresión y para el funcionamiento de los mecanismos auxiliares del motor. Es, en realidad, una turbina de combustión o turbina de gas, trabajando en ciclo de presión constante, pero con la particularidad de no estar destinada a aprovechar toda la energía de los gases de escape, sino una parte de ella. Esto hace que su cálculo difiera bastante del de una turbina usual, pareciéndose más al de un escalonamiento aislado en una turbina de varios rodets.

Mientras la potencia requerida no pase de unos 6.000 HP., se viene utilizando en la práctica la turbina de un solo escalonamiento, compuesta de una directriz de álabes fijos y un rotor calculado para girar a elevada velocidad periférica (hasta 370 m/seg.), como son las que se emplean en los motores "Rolls-Royce", "Havilland Goblin", "I-40", de la General Electric, etcétera, etc.

Un solo escalonamiento nos da menor peso y mayor rendimiento que empleando dos o más, a igualdad de potencia; pero cuando ésta ha de ser muy elevada, se hace necesario el uso de dos escalonamientos para no tener que recurrir a velocidades periféricas que no soportaría el

material. Este es el caso de los motores "Metropolitan Vickers Armstrong Siddeley, etc., etc.

Clase de turbina a emplear.

Existen dos tipos de turbinas: las de acción, en las que los gases pasan a presión constante a través de los álabes móviles, y las de reacción, en las que parte de la transformación de la entalpía de los gases en energía cinética se realiza en los álabes móviles. Como la turbina está destinada a absorber la mayor parte de la energía de los gases (unos $3/4$), el empleo de una de acción nos llevaría a tener que haber expandido casi por completo los gases a su llegada al rotor, necesitándose toberas de expansión, con el consiguiente alargamiento del árbol motor, y sobre todo, que los gases entrarían en la turbina con una gran velocidad, produciéndose mayores pérdidas por choques y rozamiento que utilizando una de reacción. Además, las turbinas de acción necesitan álabes más curvados, de peor rendimiento, más delgados y, por tanto, de peores condiciones de resistencia que los de reacción. También hay que tener en cuenta que la gran curvatura de los álabes provoca una salida turbulenta de los gases, siendo de esta forma incrementadas las pérdidas en el eyector y perdiéndose energía para la propulsión.

Cuando las turbinas están destinadas a absorber toda la energía de los gases, para trabajar a rendimiento óptimo, las de reacción necesitan mayor velocidad periférica que las de acción. Esto, que sería un gran inconveniente, desaparece al variar por completo el concepto de rendimiento, al no tenerse en cuenta las pérdidas por energía cinética residual.

Es general el empleo de turbinas de reacción. En ellas la expansión anterior al rotor se produce en la directriz, continúa en los álabes móviles, y de ellos salen los gases con presión todavía superior a la ambiente. El resto de la expansión se produce en el eyector o cono de escape.

Pérdidas y rendimiento.

Las pérdidas que se producen en el funcionamiento de una turbina son las siguientes:

De rozamiento: Pueden ser en la directriz o en el rotor. En las primeras se incluyen las que se producen por choque del fluido con el borde de los álabes móviles, que, por exigencias mecánicas, no puede hacerse demasiado afilado. Se tienen en cuenta en los cálculos mediante un coeficiente ϕ , que, multiplicado por la velocidad teórica de llegada de los gases al rotor, nos da la real. El rozamiento en los álabes móviles y pérdidas por torbellinos debidos a diferencia de presión entre unas capas y otras del fluido, se consideran mediante otro coeficiente, ψ , que para las turbinas de vapor suele darse en función de los ángulos de entrada y salida del álabe.

Tanto para los valores de estos coeficientes como para cualquier otro dato experimental acerca de las turbinas de los motores de reacción, se carece casi completamente de información. Hay que conformarse con tomar los valores que se conocen de las turbinas de vapor, mientras no se recurra a la experimentación o vengán detalles más completos en las publicaciones extranjeras.

Por energía cinética residual: No debemos tenerlas en cuenta en estas turbinas, pues dicha energía es la que necesitamos para producir la propulsión. Por esta causa tampoco nos interesan en gran medida las fugas de gas en el intersticio entre extremos de álabes y cárter.

Pérdidas mecánicas e intersticiales: Las pri-

meras son las que se producen en los cojinetes. En las mecánicas suelen incluirse las debidas a la resistencia que encuentra el rotor al girar en una atmósfera de gas. Las intersticiales, mayores en las turbinas de reacción, se deben a la fuga de gas por el borde del rotor. Se evitan en gran parte con un cierre del laberinto situado en dicho borde. El gas que se escapa se mezcla con el aire de refrigeración.

Rendimiento.

En la figura 1 se representan los triángulos de velocidades de entrada y salida en la sección media de un álabe de una turbina de reacción.

V_1 y V_2 son las velocidades absolutas de entrada y salida; w_1 y w_2 , las relativas, y u , la velocidad periférica.

Si R_1 son las pérdidas por energía cinética residual, R_2 las de rozamiento, y E_1 y E_2 las entalpías a la entrada de la directriz y salida del rotor, se llama rendimiento periférico de una turbina a la relación

$$\epsilon_p = \frac{E_1 - E_2 - (R_1 + R_2)}{E_1 - E_2} = 1 - \frac{R_1 + R_2}{E_1 - E_2},$$

o también:

$$\epsilon_p = \frac{P}{E_1 - E_2},$$

siendo p la potencia por unidad de peso cedida

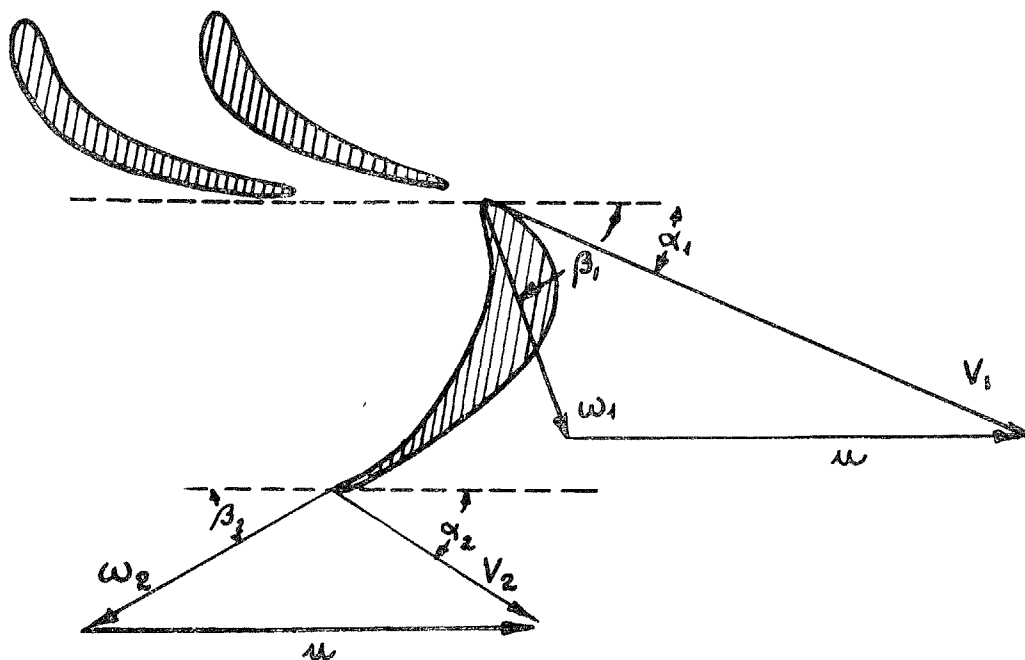


Fig. 1.

al árbol, y que se obtiene mediante la ecuación general de las turbinas:

$$P = u (V_1 \cos \alpha_1 - V_2 \cos \alpha_2).$$

En nuestro caso nos interesa más el rendimiento de álabe, en el que no se tienen en cuenta más que las pérdidas por rozamiento:

$$\eta_a = 1 - \frac{R_2}{E_1 - E_2}.$$

Para el cálculo teórico de este rendimiento se necesita poseer datos concretos sobre los coeficientes φ y ψ .

Según se cita en revistas inglesas y americanas, se ha llegado a conseguir valores muy altos del rendimiento, hasta 0,8 y 0,9.

El conseguir un gran rendimiento es esencial, dado que la energía utilizable para la propulsión es una parte pequeña de la tomada por la turbina; en cuanto tuviéramos un mal rendimiento en ella (o en el compresor) no nos quedaría apenas alguna para dicha propulsión, absorbiéndola toda el grupo compresor-turbina. Esto es lo que sucedía en los primitivos intentos para construir una turbina de combustión: no se obtenía potencia útil en la turbina, gastándose toda en la compresión.

* * *

En cuanto a las pérdidas mecánicas, pueden estimarse por separado las de la turbina y compresor, o bien englobar todas ellas en el rendimiento mecánico del motor.

Consideraciones sobre el dimensionado.

El cálculo de directriz no ofrece dificultad. No haremos más que dar unas nociones acerca del dimensionado de los álaves móviles del rotor.

Primeramente habremos de proceder a dibujar los triángulos de velocidades de entrada y salida. Como datos fundamentales para el cálculo tenemos los siguientes:

La potencia necesaria sobre el árbol motor viene dada por

$$P = G u (V_1 \cos \alpha_1 - V_2 \cos \alpha_2),$$

en la que G es el gasto en peso de gas, y que también conocemos. (Es variable; pero habremos de calcularla para un gasto de régimen de crucero y a una altura determinada.)

La velocidad periférica u , que tomaremos la mayor posible compatible, como dijimos, con la resistencia del material.

Una vez fijada esta velocidad máxima y co-

nocido el régimen del motor, tenemos impuesto el diámetro de la turbina.

El ángulo α_1 conviene tomarlo lo menor posible, según se desprende de la ecuación de la potencia; pero no puede bajar, de unos 30° por razones de rendimiento y constructivas. Este ángulo α_1 no coincide exactamente con el ángulo de salida de los álaves de la directriz, por el efecto de la fuerza centrífuga de los gases, que ha de tenerse en cuenta en los cálculos. Una vez estimado el coeficiente φ , y con él calculada la velocidad V_1 , podemos dibujar el triángulo de entrada y obtener w_1 y β_1 . Con el grado de reacción de los álaves móviles (relación entre la expansión en dichos álaves y la total), el coeficiente ψ y la velocidad w_1 , es inmediato el cálculo de la velocidad w_2 .

Ahora bien: en el triángulo de salida se obtiene:

$$V_2 \cos \alpha_2 = u - w_2 \cos \beta_2,$$

y llevándolo a la ecuación

$$P = G u (V_1 \cos \alpha_1 - V_2 \cos \alpha_2),$$

se obtiene:

$$P = G u (V_1 \cos \alpha_1 - u + w_2 \cos \beta_2),$$

en la que despejamos el ángulo de salida β_2 .

Hay que tener en cuenta que el ángulo de entrada β_1 no puede ser igual al de álabe β_1° , porque como el filo ha de tener un cierto espesor y ángulo, ya que si no se desgastaría rápidamente por el choque de los gases, se produciría este choque contra el borde exterior, haciendo un efecto de frenado muy perjudicial. Hay que tomar $\beta'_1 > \beta_1$ (ver la figura 2) y que se produzca el choque por la parte interior. Para

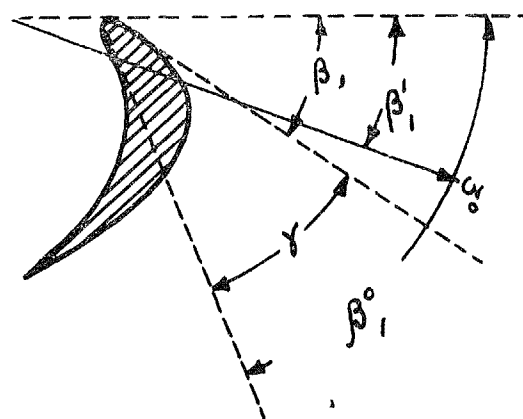


FIG. 2

las turbinas de vapor hay formulas practicas que relacionan estos angulos entre sí

La re'accion de secciones de entada y salida la conocemos, puesto qu' hemos de obtener una expansion determinada. La seccion transversal del alabe ha de procurarse que sea de una forma lo mas sencilla posible, a fin de que sea facil su mecanizado, a base de rectas y circunferencias, dejando al final la cola de guiado de los gases, cuyo borde puede hacerse tan fino como se quiera, solo limitado por consideraciones mecanicas

La altura de los alabes se determina mediante la ecuacion de gasto, y en cuanto a su anchura y paso, se pueden utilizar las formulas existentes para turbinas de vapor, o bien deducirlas de las fotografias, dibujos y datos que aparecen en las revistas inglesas y norteamericanas

El calculo mecanico de los alabes puede hacerse como en una turbina de vapor, ahora que, dada la gran temperatura de funcionamiento, habria que procurar hacerlo lo mas exactamente posible, tanto estatico como dinamico. En los materiales que se empleen es factor de importancia esencial las pruebas de "cups", que nos dan las deformaciones del material a altas temperaturas bajo la accion de esfuerzos

El progreso metalurgico es el que ha permitido los avances en la tecnica de construccion de turbinas. En los motores modernos se ha llegado a transmitir mas de 100 HP por alabe, sometido a una temperatura superior a los 850° y con unas fatigas combinadas de flexion y fuerza centrifuga de mas de 4 000 kgs/cm²

Incluimos unos datos sobre las turbinas de los motores Rolls-Royce "Derwent I" y "Havilland Goblin II"

Turbina del "R. R. Derwent I" Temperatura a regimen maximo 850°. Velocidad periferica a dicho regimen, 372 m/seg. Potencia transmitida unos 6 000 HP. Revoluciones por minuto, 11 500. La directriz tiene 44 alabes de Vitallium y el rotor 54 de Nimonic 80. El rodete es de acero Jessep G 18 B, y tiene 43 centimetros de diametro

Turbina del "Havilland Goblin" Temperatura de entrada, 790°. Regimen maximo, 10 200 r.p.m. Velocidad periferica a dicho regimen, 366 m/seg. Numero de alabes de la directriz, 77 de acero Jessep G 18 B. Numero de alabes del rotor, 83 de Nimonic 80. El rotor es de 68,6 centimetros, y es de acero Jessep H 3 A

Todas estas aleaciones citadas son aceros al

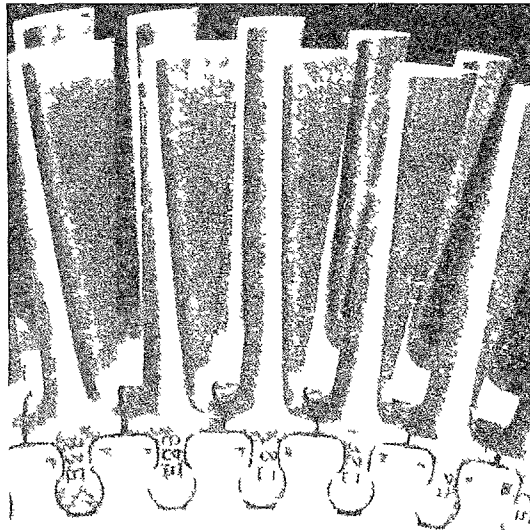
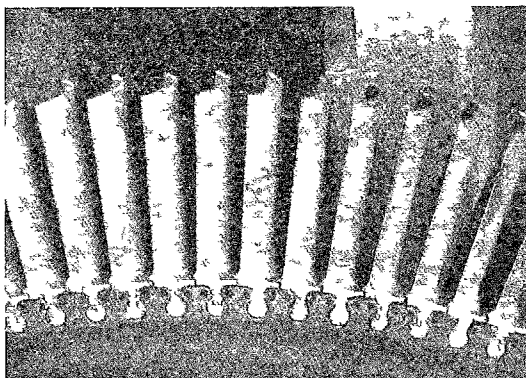


Fig. 3

Detalle de los alabes de la turbina del "Metropolitan Vickers"

cromo-niquel, con molibdeno y vanadio especialmente. Hasta hace poco no se conocían estos aceros de estos materiales, limitándose las revistas a citar el nombre de las aleaciones, pero hoy día en la revista *Aircraft Production* se han publicado artículos que detallan las características de algunos de estos aceros

Insertamos también fotografías de turbinas tomadas de las revistas *Flight* y *Aeroplane*. En la fotografía de los alabes de la turbina del Metropolitan Vickers (fig. 3), puede apreciarse el modo de sujetarlos al rodete y la curvatura gradual de sus diversas secciones para obtener mejor rendimiento

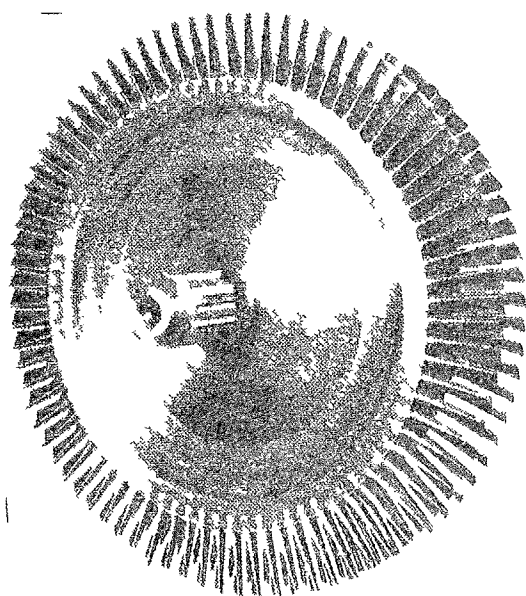


Otra vista de la union de la raíz de los alabes en la turbina

Compresor

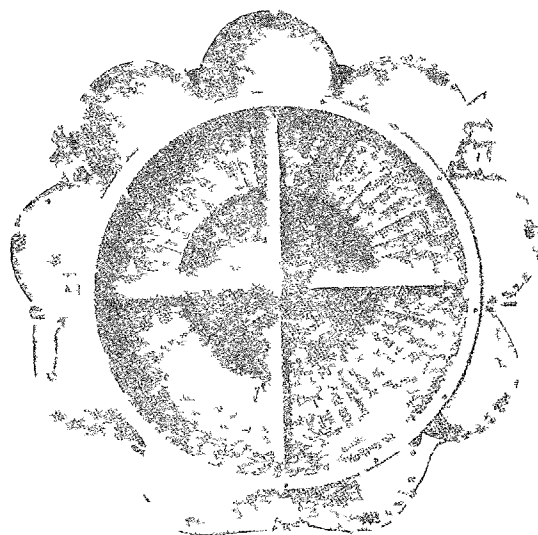
Se utilizan en la práctica dos tipos de compresores. El centrífugo o radial de un solo escalonamiento, que animado de una gran velocidad periférica llega a conseguir relaciones estáticas de compresión de hasta 4. Se emplean con una o dos caras activas. Con el uso de alabes en una sola cara del rodete se consigue un mejor aprovechamiento de la energía cinética del aire pudiendo conseguirse el equilibrio del árbol motor sin necesidad de utilizar cojinetes de presión puesto que se pueden igualar los empujes de la turbina de reacción y del compresor.

Al empleando dos caras activas, se consigue tener un mayor gasto de aire con menor diámetro de rotor circunstancia que debe tenerse en cuenta dado el elevado gasto de aire de estos motores.



Vista frontal del compresor de dos escalonamientos de la turbina de gas Metro-Wick F-3

El compresor axial era el empleado con preferencia por los constructores alemanes, y hoy también se utiliza en diversos motores. Para conseguir relaciones aceptables de compresión es necesario que se construyan con varios escalonamientos, hasta 10 o 12 lo que trae por consecuencia un mayor peso y volumen. Trabajan muy bien, con grandes gastos de aire, dando un rendimiento superior a los radiales (0,85 en los primeros y 0,75 en los últimos). Con ellos no puede llegarse a grandes velocidades periféricas no mucho más de unos 270 m/seg, por



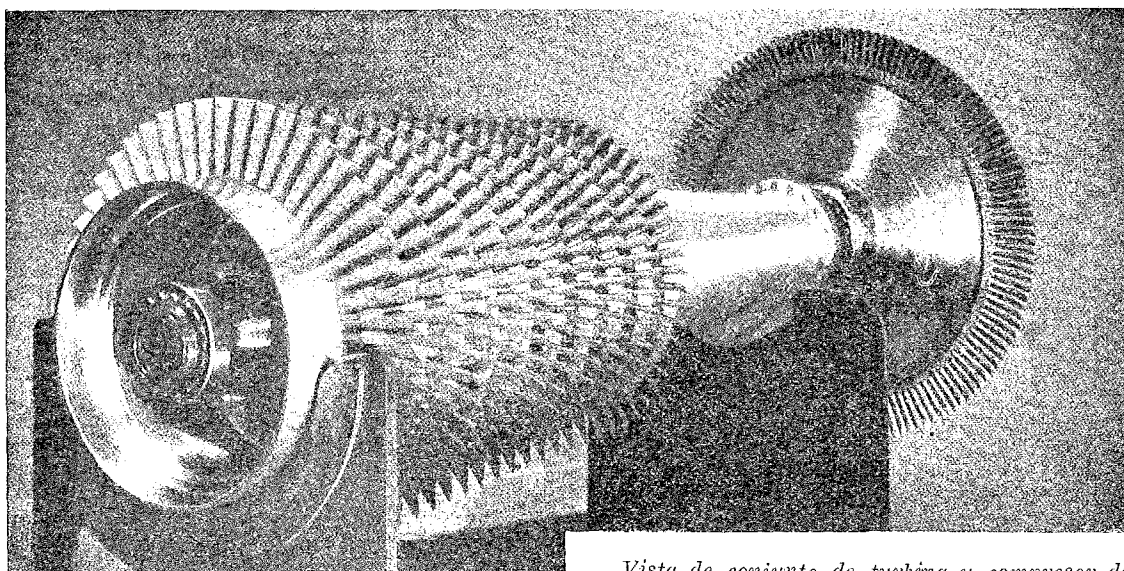
Vista frontal del cono de salida de gases, en la que se observa la posibilidad del examen visual de los alabes de la turbina Rolls Royce "Nene I", con solo desmontar el tubo de eyección

que al aproximarse la velocidad de punta de alabe a la del sonido, decrece rápidamente el rendimiento. Por esta razón se suele funcionar a menor régimen en los motores alimentados con este tipo de compresor. El principal inconveniente que tienen es que trabajan en malas condiciones, con gastos diferentes al calculado. Parece ser la tendencia actual a no empleando cada vez con más frecuencia estos compresores y pudiera salvarse el inconveniente antes citado construyendo los alabes orientables, con lo que tendríamos elevado rendimiento a cualquier régimen del motor.

Incluimos unos datos acerca de los compresores de los motores Rolls Royce "Derwent I" y del Havilland Goblin II.

Compresor del Rolls Royce Derwent I. Es de dos caras activas a una velocidad periférica de 455 m/seg da una relación estática de compresión de 3,9 con un gasto de aire de unos 18 kg/seg. El rodete es de 52,6 cms, fabricado con la reacción ligera RR-56 y tiene 29 alabes por cada lado.

Compresor del Havilland Goblin II. Es de una sola cara activa tiene una velocidad periférica algo menor (436 m/seg a régimen máximo) y también menor relación de compresión (3,3), aunque aprovecha mejor la energía cinética del aire una vez el aeroplano en vuelo. El gasto máximo de aire es de 27,5 kg/seg, y el rotor de reacción ligera RR 59 tiene un diámetro de 78,7 cms y 17 alabes en una sola cara.



Vista de conjunto de turbina y compresor de 10 escalonamientos del Metro-Wick F-2.

Como vemos por estos datos, se ha llegado a relaciones de compresión en un solo escalón, francamente elevadas, siendo necesario para ello emplear grandes velocidades periféricas, de un orden al que no se había llegado nunca. En el próximo artículo insertaremos algunos detalles del funcionamiento del compresor en combinación con la turbina y de la regulación del régimen, con gastos variables de combustible.

Árbol compresor-turbina.

Tiene por misión transmitir la potencia de la turbina al compresor. Va montado sobre cojinetes en número variable (generalmente tres), estando refrigerado el contiguo a la turbina, que recibe el calor transmitido por el eje. Estos cojinetes se engrasan a presión, mediante bombas movidas por el árbol motor. Cuando no hay equilibrio entre los empujes de compresor y turbina, ha de calcularse uno de ellos (el contiguo a la turbina) para soportar el empuje.

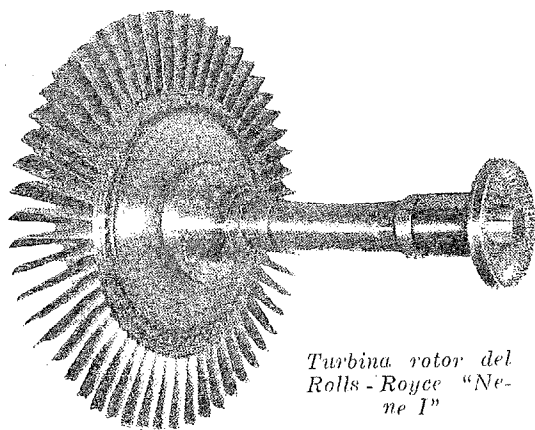
Cuando el árbol es de gran longitud, se hace de dos piezas, ensambladas por medio de coro-

nas, como puede apreciarse en la fotografía que se inserta del compresor y turbina del Rolls-Royce "Nene".

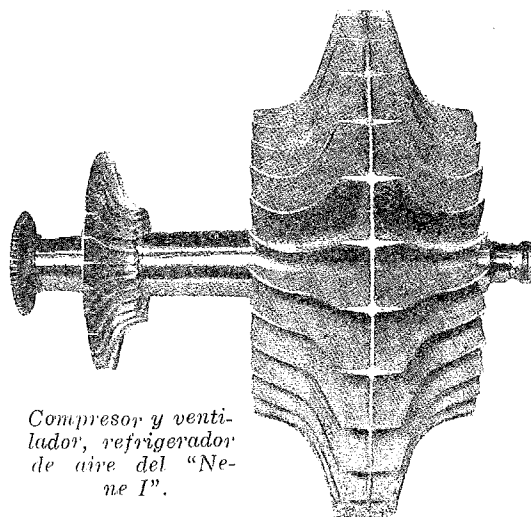
Se hace con objeto de facilitar la construcción y el desmontaje. En esa misma fotografía se puede observar, sobre el árbol, un pequeño ventilador, que toma el aire del exterior y con él refrigera cojinetes y rotor de la turbina. En otros, el aire de refrigeración se toma a la salida del compresor, no existiendo este ventilador auxiliar.

En la parte anterior del compresor es donde suelen estar las cajas de engranajes, que reciben el movimiento del árbol, para transmitirlo a los diferentes mecanismos auxiliares (bombas, dinamos, etc.).

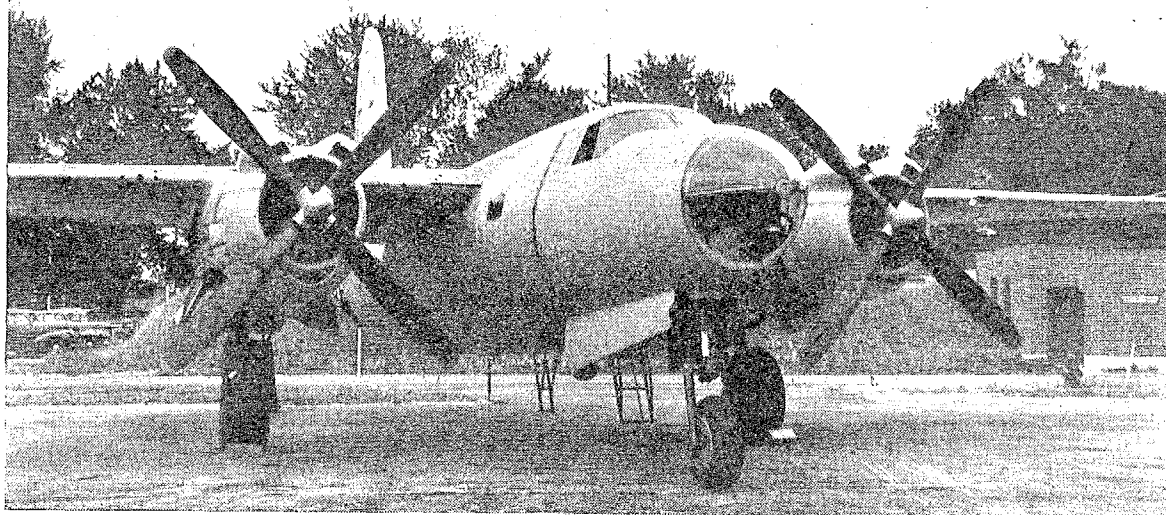
Todo el conjunto de árbol y rotores debe estar perfectamente equilibrado, estática y dinámicamente.



Turbina rotor del Rolls - Royce "Nene I"



Compresor y ventilador, refrigerador de aire del "Nene I".



El "Marauder" J M-1, con la parte inferior del morro abierta para que se vea la cámara de televisión.

La televisión, un instrumento de a bordo más

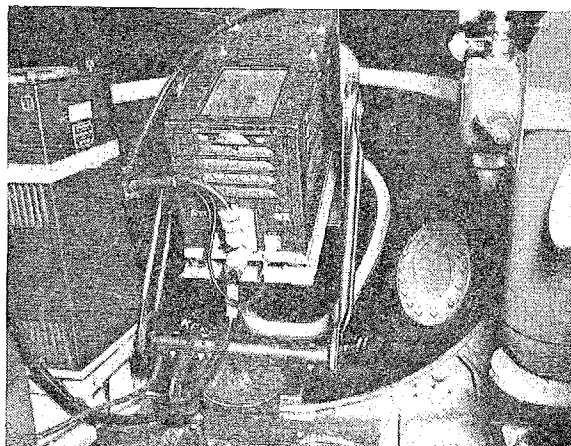
Del uso de la televisión en aeronáutica tenemos ya el antecedente de lo que se ha revelado recientemente, difundido en revistas nacionales y extranjeras, con el nombre de "estratovisión" o televisión estratosférica. Sin embargo, de este otro caso de colaboración de la electrónica con la aeronáutica puede decirse que se trata de todo lo contrario; esto es, la aviación al servicio de la televisión. En efecto, en el sistema de televisión desde la estratosfera, propuesto por la Westinghouse Electric Corporation, la conocida Empresa radioeléctrica de los Estados Unidos, se recurre al empleo del aeroplano porque las radio-ondas aptas para este servicio no tienen más alcance que el horizonte visible, que es lo contrario de lo que ocurre con las ondas de radiodifusión. Quiere decir esto que los programas de televisión y radiodifusión en modulación de frecuencia sólo pueden recibirse a muy corta distancia, relativamente, de la estación transmisora.

Las transmisiones de televisión desde un avión no tienen otro objeto que el de aumentar su alcance. Y esto se consigue con la estratovisión, mediante una red o cadena de aviones para retransmitir los programas de una costa a otra del continente norteamericano; se trata de aparatos estratosféricos, dotados de equipos especiales, y ocho de ellos, volando sobre determinadas zonas, abarcarían todo el territorio nacional. Los

programas se retransmiten a los aeroplanos desde estaciones terrestres, en forma muy análoga a las ondas del "radar", para ser, a su vez, retransmitidos desde la estratosfera. Enlaces dirigidos similares, de avión a avión, completarían la red nacional, porque cada aparato podría recibir y retransmitir hasta nueve programas simultáneos.

La cámara televisora como instrumento de a bordo.

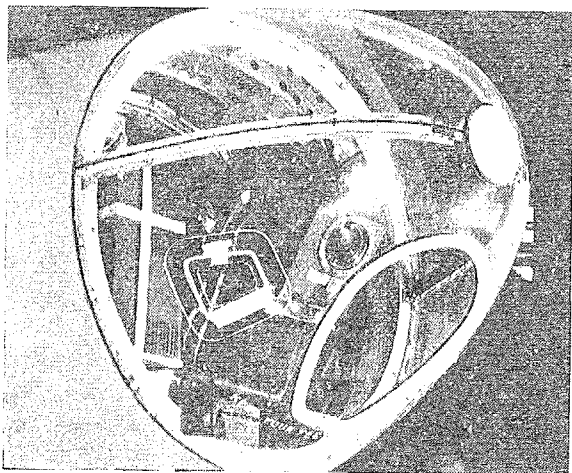
Así como la estratovisión, acabada de exponer en esbozo, es el resultado de la cooperación de una industria de la radio con la aviación, en



este caso de televisión embarcada, en que la cámara televisora se convierte en un instrumento de a bordo más, ha colaborado con la aeronáutica otra conocida casa norteamericana de productos radieléctricos: la Radio Corporation of America.

Esta colaboración se ha desarrollado a través del departamento de Aeronáutica y el departamento de Buques de la Armada estadounidense, traduciéndose en un sistema televisivo de largo alcance, grandes altitudes y un elevado grado de definición de la imagen. Con este sistema, un avión con base en tierra puede ensanchar su horizonte en un radio de 240 a 320 kilómetros aproximadamente. (En la descripción original se habla de unas 150 a 200 millas.)

Como elementos fundamentales del nuevo sistema hay un par de cámaras radioelectrónicas,



reguladas o controladas a voluntad, que se montan en el morro y el flanco de un *Marauder* de reconocimiento tipo *JM-1*, de características ya conocidas, y un emisor para retransmitir la imagen a la estación receptora. La cámara de proa se usa, en general, para todo un paisaje o escena completa, en tanto que la de costado, provista de un objetivo telefotográfico, sirve para tomar imágenes, a "primer plano", de la observación de los objetos situados a distancia. Las cámaras se mueven con la misma libertad y se enfocan desde los mismos ángulos que una cinematográfica corriente. Y la imagen observada por el oficial de control de la estación terrestre es la misma que ven los pilotos y los técnicos a bordo del avión, al mismo tiempo que las cámaras del aeroplano empiezan a actuar.

Siguiendo las "fotos" en el mismo orden en que aparecen expuestas, veremos, en la prime-

ra, la cámara que va instalada en el morro de un *Marauder JM-1*. Esta cámara tiene un objetivo de longitud focal relativamente corta, de forma que pueda reproducirse con ella una vista general de todo cuanto ve el piloto a sus pies, y puede moverse de izquierda a derecha y de arriba abajo, para abarcar toda una zona u objetivo determinado. La otra cámara va, como se ha dicho, a un costado del avión.

La segunda fotografía es la del morro del mismo aparato. A través de la proa de plexiglás se aprecia la cámara de televisión, con algunos detalles de su instalación.

La tercera fotografía, tomada desde una altura de 300 metros, muestra cómo se ve un globo cautivo en la pantalla de televisión de una estación receptora que está a doce kilómetros del avión en el momento de transmitir la

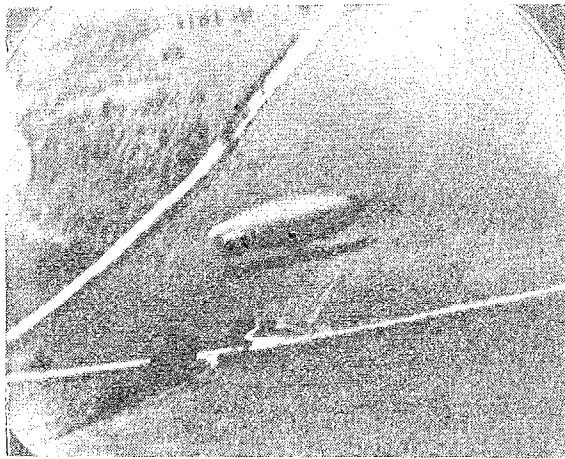


imagen. La "foto" mostrada aquí está tomada en la misma pantalla televisora, y el globo está amarrado en la base de experimentación contra las minas de campaña, de Solomons Island, que, por cierto, no tiene relación alguna con el archipiélago de la Melanesia que lleva este mismo nombre, tan llevado y traído en los partes de guerra de la pasada contienda del Pacífico. Solomons Island es un pueblcito de poco más de 3.000 habitantes, perteneciente al Estado de Maryland.

La "radio" en todo momento; el "radar", para volar a ciegas, y ahora, la televisión. ¿Qué más puede pedirse para la seguridad de la navegación aérea? No ha podido ser más generosa la colaboración de la electrónica con la aeronáutica, a la que le ha brindado ojos y oídos.